

## Desain Sistem Kendali Pesawat Multi Rotary Wing UAV (Unmanned Aerial Vehicle) Hexacopter

Miftah Ilhami, Hendro Nurhadi, Bambang Sampurno, Liza Rusdiyana  
Jurusan Teknik Mesin, Fakultas Teknologi Industri, Institut Teknologi  
Sepuluh Nopember (ITS), Kampus ITS, Keputih-Sukolilo, Surabaya 60111,  
INDONESIA  
E-mail: miftah10@mhs.me.its.ac.id

### Abstrak

Kebutuhan NKRI akan teknologi yang aplikatif dan multifungsi pada pengembangan UAV atau pesawat tanpa awak mengalami modernisasi fungsi kearah pertahanan dan keamanan atau hankam, baik sebagai teknologi mata-mata, memonitoring kondisi medan perang maupun posisi musuh. Berkenaan dengan hal tersebut, desain sistem kendali pada UAV atau pesawat nirawak Hexacopter sangat penting agar pesawat memiliki kestabilan yang tinggi atau high balance sehingga dapat dikontrol dengan baik.

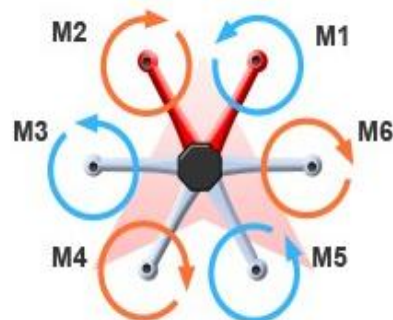
Metodologi yang digunakan adalah mendesain gambar hexacopter 3D dengan *software Modelling 3D*, membuat bentuk permodelan matematika dari hexacopter, kemudian membuat konsep sistem kendali PID serta mensimulasikannya dengan *software simulink design* untuk mengetahui dan mengatur respon yang dihasilkan dari sistem tersebut.

Setelah dilakukan simulasi, Pada sistem *roll* dan *pitch* dengan  $K_p=8,5$ ,  $K_i=0$ , dan  $K_d=4$  menghasilkan respon dengan *settling time* 1,419 detik, *overshoot* 2,8% dan *error* saat detik ketiga adalah 0,603% (rata-rata). Pada sistem *yaw* dengan  $K_p=14$ ,  $K_i=0$ , dan  $K_d=10$  menghasilkan respon dengan *settling time* 2.327 detik, *overshoot* 1,03 %, *error* saat detik ketiga adalah 0,49% (rata-rata).

**Kata kunci:** *Hexacopter, UAV, simulations model, Simulink design*

### PENDAHULUAN

UAV merupakan suatu pesawat tanpa awak yang dikendalikan dengan sistem kendali jarak jauh, baik berupa pesawat bersayap (*fixed wings*) maupun pesawat dengan multi baling-baling (*multy copter*). Seiring perkembangan zaman, UAV mulai digunakan dalam berbagai lini, termasuk dalam dunia kemiliteran sebagai pesawat mata-mata, monitoring mitigasi bencana alam, observasi daerah, *Search And Rescue* dan lain sebagainya. Tipe Multi copter yang akan dibahas dalam kajian ini berupa hexacopter. Pesawat jenis ini merupakan pengembangan dari quadcopter yang menggunakan empat baling-baling yang didesain untuk observasi. Hexacopter memiliki kualitas *high balance* karena menggunakan enam buah baling-baling sehingga lebih mampu menjaga kestabilan saat mengudara dari pada quadcopter yang akan langsung terjatuh saat terjadi trouble function pada salah satu baling-balingnya.



**Gambar 1.** Hexacopter tipe V

### METODOLOGI PENELITIAN

#### A. Tahap Pengonsepan UAV Hexacopter

Dalam tahap pengonsepan ini terdiri atas gambaran sistem dari pesawat hexacopter yang terdiri atas komponen elektronik maupun mekanik secara general atau umum.



**Gambar2.** Konsep sistem pada UAV Hexacopter

#### B. Komponen Instrumentasi pada UAV Hexacopter

- Propeller

Propeler (baling-baling) adalah kitiran untuk menjalankan kapal atau pesawat terbang. Kitiran ini memindahkan tenaga dengan mengkonversi gerakan rotasi menjadi daya dorong sebagai tenaga penggerak, dalam hal ini sebagai gaya lift

- Motor DC brushless

Motor DC Brushless merupakan suatu motor sinkron yang dialiri arus searah (Direct Current/DC) dan memiliki sistem komutator elektronik, tidak menggunakan komutator mekanik dan sikat (brushes). Hubungan arus-torsi dan frekuensi-kecepatan dari motor DC brushless adalah linier.

- ESC (Electronic Speed Controller)

Kendali kecepatan elektronik adalah sebuah sirkuit elektronik dengan tujuan untuk memvariasi kecepatan motor listrik, arahnya dan bisa berfungsi sebagai rem dinamis. ESC sering digunakan dalam mainan model bertenaga elektrik yang dikendalikan dengan remote control.

- APM (Ardu Pilot Mega)

Perangkat lunak ini juga mampu mengubah *firmware* APM sehingga dapat digunakan sebagai *flight controller* untuk UAV bentuk pesawat, multirotor-copter (tricopter, hexacopter, octocopter), helikopter konvensional dan simulasi *HIL* (*hardware-in-loopsimulation*). Kemampuan lain dalam APM Planner adalah sebagai *PI & PID controller tuning software*, *Tuning PID* sudah berupa *interface* yang mudah digunakan.

- RC (Remote Control)

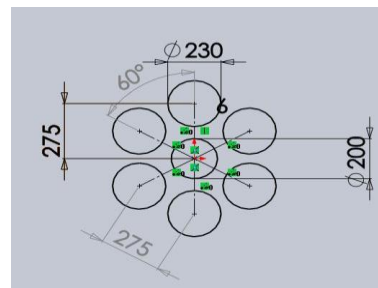
Remote control atau pengendalian jarak jauh adalah sebuah alat elektronik yang digunakan untuk mengoperasikan sebuah mesin dari jarak jauh. Remote control biasa digunakan untuk alat-alat nirkabel

- Baterai

Baterai litium (Li-ion) dikenal memiliki kemampuan penyimpanan energi yang tinggi per satuan volume. Energi yang tersimpan merupakan jenis energi elektrokimia yang berasal dari reaksi. Baterai litium ini termasuk jenis baterai isi ulang sehingga jika supply dayanya habis bisa diisi kembali dengan charger

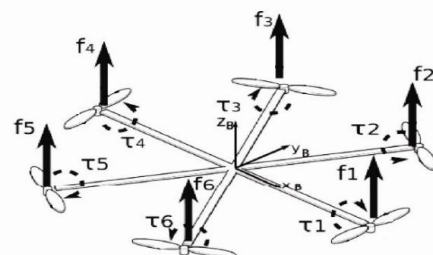
#### C. Tahap Perancangan Model 3D

Pada tahap perancangan desain hexacopter ini menggunakan software 3D design. Hexacopter tersebut didesain dengan dimensi diameter *motor to motor* sebesar 550mm dengan ketinggian 60mm dan besar sudut antar lengan  $60^\circ$



**Gambar.3** perancangan dimensi hexacopter

Sedangkan untuk gaya-gaya yang bekerja pada hexacopter adalah sebagai berikut:



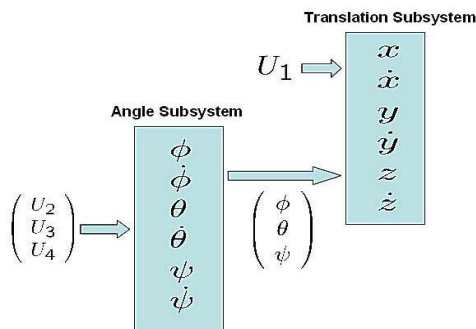
**Gambar.4** Free Body Diagram Hexacopter

Dimana: T adalah Torsi, F adalah Gaya angkat, dan  $\omega$  atau  $\Omega$  adalah kec.angular

Arah	Kec.motor meningkat	Kec.motor menurun
Up	$\omega_1, \omega_2, \omega_3, \omega_4, \omega_5, \omega_6$	-
Down	-	$\omega_1, \omega_2, \omega_3, \omega_4, \omega_5, \omega_6$
Left	$\omega_3, \omega_4, \omega_5, \omega_6$	$\omega_1, \omega_2$
Right	$\omega_1, \omega_2, \omega_3, \omega_6$	$\omega_4, \omega_5$
Forward	$\omega_1, \omega_5, \omega_6$	$\omega_2, \omega_3, \omega_4$
Backward	$\omega_2, \omega_3, \omega_4$	$\omega_1, \omega_5, \omega_6$

#### D. Sistem Kendali pada UAV Hexacopter

Dalam merepresentasikan sistem kendali pada UAV hexacopter dibentuk dalam suatu blok diagram sebagai berikut ini dimana  $\phi$  merupakan derajat roll,  $\theta$  merupakan derajat pitch, dan  $\psi$  merupakan derajat yaw.



**Gambar5.** Hubungan antara dua subsistem dari keseluruhan dinamika Quadrotor

Pada hexacopter ini permodelan kestabilan hanya dibahas 4 dof yang telah dirumuskan dalam persamaan berikut:

$$\ddot{z} = -g + (\cos \phi \cos \theta) \frac{1}{m} U_1$$

$$\ddot{\phi} = \dot{\theta} \dot{\psi} \left( \frac{I_y - I_z}{I_x} \right) - \frac{J_r}{I_x} \dot{\theta} \Omega + \frac{l}{I_x} U_2$$

$$\ddot{\theta} = \dot{\phi} \dot{\psi} \left( \frac{I_z - I_x}{I_y} \right) + \frac{J_r}{I_y} \dot{\phi} \Omega + \frac{l}{I_y} U_3$$

$$\ddot{\psi} = \dot{\phi} \dot{\theta} \left( \frac{I_x - I_y}{I_z} \right) + \frac{1}{I_z} U_4$$

Dimana:

U1= sistem translasi yang berupa gaya thrust

U2= sistem rotasi yang berupa gaya Roll

U3= sistem rotasi yang berupa gaya pitch

U4= sistem rotasi yang berupa gaya yaw

Dari permodelan dengan menggunakan desain 3D dan pengukuran diperoleh massa( $m$ )= 1.5kg; panjang lengan ( $l$ )= 0,275 m; dengan inersia  $I_x = 3,8 \times 10^{-3} \text{ kgm}^2$ ;  $I_y = 3,8 \times 10^{-3} \text{ kgm}^2$ ; dan  $I_z = 7.13 \times 10^{-3} \text{ kgm}^2$ .

Dari data pada tahap sebelumnya akan digunakan sebagai permodelan simulasi. Yang pertama dimodelkan adalah motor DC brushless, dengan pemberian control open-loop. Kemudian membuat sistem rotasi dan translasi pada Hexacopter sehingga diperoleh respon control open loop secara keseluruhan.

## HASIL DAN PEMBAHASAN

### A. Hasil Desain 3D Hexacopter,



**Gambar.6** Hasil Pemodelan Hexacopter

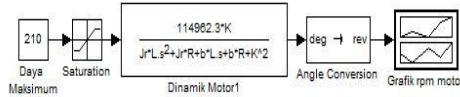
Dengan menggunakan software 3D design, berdasarkan dimensi yang telah ditentukan, maka diperoleh gambar 3D dari desain hexacopter dengan berat maksimum tidak lebih dari 1,5 kg.

### B. Respons Motor BLDC

Dalam bahasan ini, analisis motor yang digunakan adalah motor DC. Model ini lebih sederhana dibandingkan dengan motor Brushless DC yang sebenarnya. Terdapat dua sistem dalam

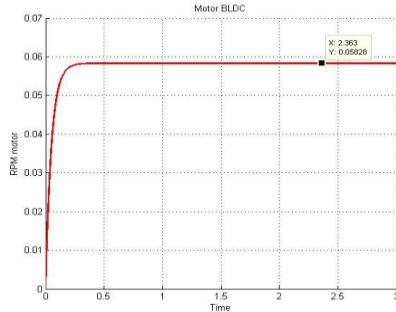
permodelan ini, yaitu sistem elektronik dan mekanikal.

Permodelan blok diagram pada BLDC bersifat open loop untuk mengetahui respon dari motor tersebut dengan software simulink sebagai berikut.

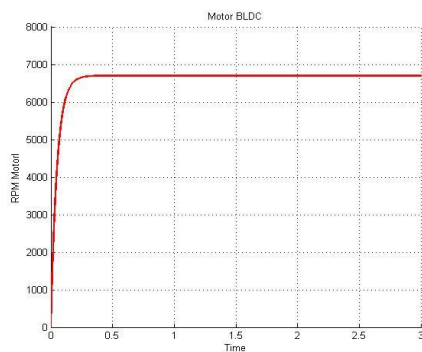


**Gambar7.** Blok diagram openloop BLDC

Dengan tranfer function diatas, input pada sistem berupa daya. Dengan persamaan  $P = V.I$  dengan  $P_{\max} = 210$  Watt, maka input volt bisa diubah menjadi arus secara langsung. Namun dengan pemberian saturasi dengan batas atas 210 watt. Apabila sistem di inputkan 210 watt maka diharapkan output rpm motor menjadi maksimum (6700 rpm). Karena output rpm motor hanya 0,05828 rpm, maka perlu gain sebesar  $6700/0,05828 = 114962,3$ .



**Gambar8.** Grafik respon motor yang belum di kompensasi



**Gambar 9.** Grafik respon motor yang telah dikompensasi gain sebesar 114962,3

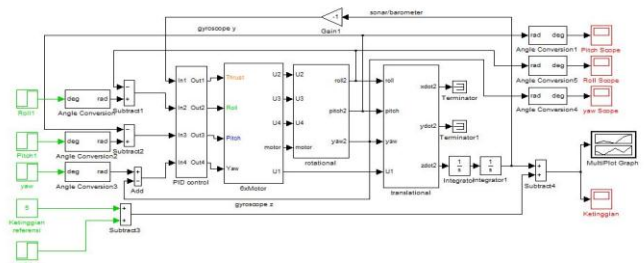
Dari hasil pengukuran aktual putaran propeller menggunakan *tachometer* diperoleh

**Tabel 1** Pengambilan data rpm

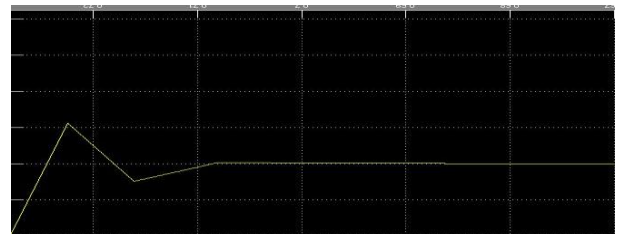
Thrust	Putaran Motor (rpm)
0 %	0 rpm
20 %	± 2100 rpm
50 %	± 4600 rpm
100 %	± 6700 rpm

### C. Sistem Kendali Gerak Hexacopter

Dengan input control berupa U1, U2, U3, dan U4 dapat dituliskan dengan permodelan sistem sebagai berikut.



**Gambar.10** Blok diagram simulink hexacopter



**Gambar.11** respons sistem kendali hexacopter secara keseluruhan

#### a. Sistem kendali roll

Pergerakan hexacopter untuk roll

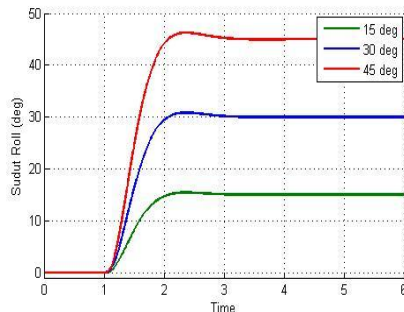
$$\ddot{\phi} = \dot{\theta}\dot{\psi}\left(\frac{I_y - I_z}{I_x}\right) - \frac{J_r}{I_x}\dot{\theta}\Omega + \frac{l}{I_x}U_2$$

$U_2$  adalah torsi akibat selisih kecepatan putar propeller 1,2dan3 dan propeller 4,5dan6. Dengan melakukan linierisasi maka persamaan  $U_2$  menjadi

$$U_2 = b(\Omega_1 + \Omega_2 + \Omega_3 - \Omega_4 - \Omega_5 - \Omega_6)$$

Sistem kendali roll berpengaruh terhadap pitch dan yaw, dan sebaliknya, sehingga blok diagram

untuk sistem kendali roll tidak dapat dipisahkan dari keseluruhan sistem. Namun karena pengaruhnya relatif kecil, maka dapat diabaikan. Grafik respon untuk roll dengan PID control adalah seperti gambar berikut



**Gambar.12** Respon posisi sudut roll hexacopter terhadap waktu dengan tiga variasi sudut roll referensi. (P=8,5; I=0; D=4)

#### b. Sistem kendali pitch

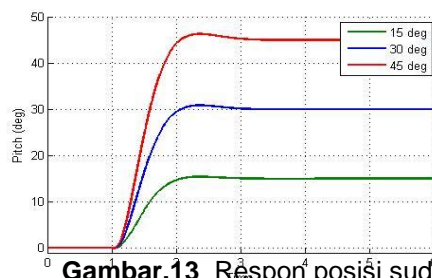
Pergerakan hexacopter untuk pitch

$$\ddot{\theta} = \dot{\phi}\dot{\psi}\left(\frac{I_z - I_x}{I_y}\right) + \frac{J_r}{I_y}\dot{\phi}\Omega + \frac{1}{I_y}U_3$$

$U_3$  adalah torsi akibat selisih kecepatan putar propeller 3 dan propeller 1. Dengan melakukan linierisasi maka persamaan  $U_2$  menjadi

$$U_3 = b(\Omega_1 - \Omega_3 - \Omega_4 + \Omega_6)$$

Sistem kendali pitch berpengaruh terhadap roll dan yaw, dan sebaliknya, sehingga blok diagram untuk sistem kendali pitch tidak dapat dipisahkan dari keseluruhan sistem. Namun karena pengaruhnya relatif kecil, maka dapat diabaikan. Grafik respon untuk pitch dengan PID control adalah seperti gambar dibawah ini



**Gambar.13** Respon posisi sudut pitch hexacopter terhadap waktu dengan tiga variasi sudut roll referensi. (P=8,5; I=0; D=4)

#### c. Sistem kendali yaw

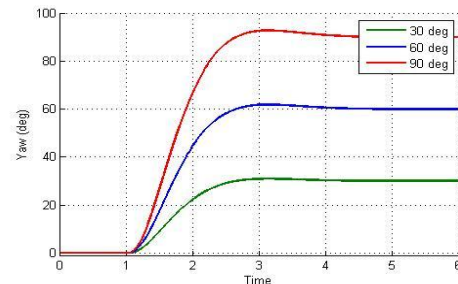
Pergerakan hexacopter untuk yaw

$$\ddot{\psi} = \dot{\phi}\dot{\theta}\left(\frac{I_x - I_y}{I_z}\right) + \frac{1}{I_z}U_4$$

$U_4$  adalah torsi terhadap sumbu z hexacopter, akibat selisih kecepatan putar keenam propeller. Dengan melakukan linierisasi maka persamaan  $U_4$  menjadi

$$U_4 = d(\Omega_1 - \Omega_2 + \Omega_3 - \Omega_4 + \Omega_5 - \Omega_6)$$

Sistem kendali yaw berpengaruh terhadap roll dan pitch, dan sebaliknya, sehingga blok diagram untuk sistem kendali pitch tidak dapat dipisahkan dari keseluruhan sistem. Namun dalam simulasi, pengaruh rotasi yaw terhadap roll dan pitch sangat kecil dan bisa diabaikan.



**Gambar.14** Respon posisi sudut yaw Quadrotor terhadap waktu dengan tiga variasi sudut yaw referensi. (P=14; I=0; D=10)

### KESIMPULAN

Berdasarkan simulasi yang telah dilakukan, dapat ditarik kesimpulan tentang UAV hexacopter sebagai berikut

Pada sistem roll dan pitch  $K_p=8,5$ ,  $K_i=0$ , dan  $K_d=4$  menghasilkan respon dengan settling time 1,419 detik, overshoot 2,8% dan error saat detik ke tiga (3) adalah 0,603% (rata-rata).

Pada sistem yaw  $K_p=14$ ,  $K_i=0$ , dan  $K_d=10$  menghasilkan respon dengan settling time 2,327 detik, overshoot 1,03 %, error saat detik ke 3 adalah 0,49% (rata-rata)

### DAFTAR PUSTAKA

- [1] Nurhadi, hendro dkk. 2007. Rancang Bangun Unmanned Aerial Vehicle (UAV) Empat Baling-baling (Quadrotor-Arducopter). Indonesia: Institut Teknologi Sepuluh Nopember

- [2] Hendro Nurhadi dan Ermawan Supramianto. 2012. Rancang Bangun dan Analisa Aerodinamis Sayap Autonomous Flying Wing UAV. Indonesia: Institut Teknologi Sepuluh Nopember
- [3] Fogelberg,Johan. 2013. Navigation and Autonomous Control of a Hexacopter in
- [4] Indoor Environment. Sweden: International Journal Departement of Automatic Control.
- [5] Artale, 2013. Mathematical Modeling of Hexacopter. Italy: Pubished by Kore University of Enna
- [6] Bouabdallah, Samir dkk. 2008. Design and Control of an Indoor Micro
- [7] Quadroter.Lausanne: Swiss Federal Institute of Technology.
- [8] Domingues, Jorge M.B. 2009. Quadroter Prototype. Lisbon: Instituto Superior Tecnico.